

PATENT ABSTRACTS OF JAPAN

(11)Publication number : 10-082527
(43)Date of publication of application : 31. 03. 1998

(51)Int. CI. F23R 3/42
F02C 7/18

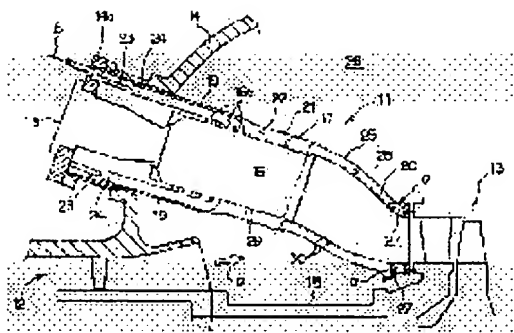
(21)Application number : 08-235489 (71)Applicant : TOSHIBA CORP
(22)Date of filing : 05. 09. 1996 (72)Inventor : SATO YUZO

(54) GAS TURBINE COMBUSTOR

(57)Abstract:

PROBLEM TO BE SOLVED: To protect an amount of air not related to combustion from being increased, keep a characteristic of low NO_x formation, improve a performance of a turbine and improve an air cooling performance and a strength of structure.

SOLUTION: There are provided a cylindrical combustor liner 17, a pilot fuel nozzle 18 for supplying fuel into a combustion chamber, a pre-mixing duct 19 for supplying pre-mixing fuel of fuel and air and a tail cylinder 20 for feeding combustion gas to a turbine 13. A fuel blowing-out section of a pilot fuel nozzle 18 and an air flow passage for feeding combustion air into the pre-mixing duct are formed by an annular space 22 between the combustor liner 17 of the and a flow sleeve 21 arranged at its outer circumference. Combustion air is flowed within an air flow passage from a downstream side of the combustor liner 17 to its upstream side, thereby the combustion air is used as cooling air for the combustor liner 17. The outer circumferential surface of the liner 17 facing against the annular space is provided with rib-like fins 29 crossing with an axial direction of the combustor liner 17.



LEGAL STATUS

[Date of request for examination]

(19) 日本国特許庁 (J P)

(12) 公開特許公報 (A)

(11) 特許出願公開番号

特開平10-82527

(43) 公開日 平成10年(1998) 3月31日

(51) Int. Cl. ⁶	識別記号	庁内整理番号	F I	技術表示箇所
F 2 3 R	3/42		F 2 3 R	3/42 A
F 0 2 C	7/18		F 0 2 C	7/18 C

審査請求 未請求 請求項の数10 O L (全 11 頁)

(21) 出願番号 特願平8-235489

(22) 出願日 平成8年(1996) 9月5日

(71) 出願人 000003078

株式会社東芝

神奈川県川崎市幸区堀川町72番地

(72) 発明者 佐藤 雄三

神奈川県横浜市鶴見区末広町2の4 株式

会社東芝京浜事業所内

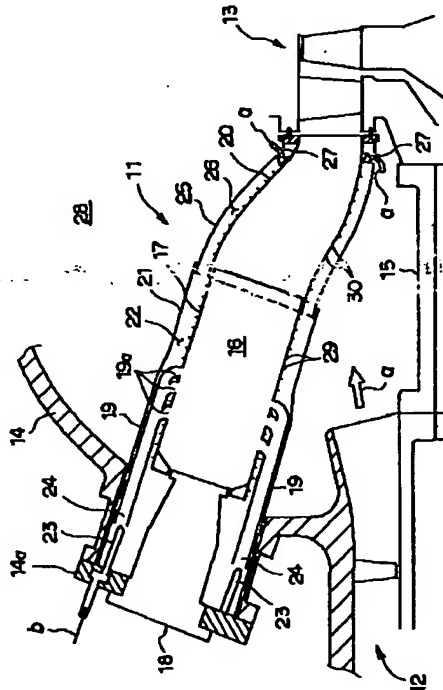
(74) 代理人 弁理士 波多野 久 (外1名)

(54) 【発明の名称】 ガスタービン燃焼器

(57) 【要約】

【課題】 燃焼に関与しない空気量の増大防止、低NO_x化の特性の維持、タービン性能の向上、空気冷却性能および構造強度の向上等を図る。

【解決手段】 筒状の燃焼器ライナ21、燃料を燃焼室内に供給するパイロット燃料ノズル18、燃料と空気との予混合燃料を供給する予混合ダクト19、燃焼ガスをタービン13側に導入する尾筒20を備える。パイロット燃料ノズルの燃料吹出し部および予混合ダクト内に燃焼用空気を導入する空気流路を、燃焼器ライナとその外周側に設けたフロースリーブとの間の環状空間22によって形成する。空気流路内で燃焼用空気を燃焼器ライナの下流側から上流側に向けて流動させることにより燃焼器ライナの冷却空気として使用する。環状空間22に面する燃焼器ライナの外周面に、冷却空気の乱流促進手段として、燃焼器ライナ軸方向と交差するリブ状のフィン29を設ける。



【特許請求の範囲】

【請求項1】 内部を燃焼室とする筒状の燃焼器ライナと、この燃焼器ライナの上流側端部に設けられ、燃料を前記燃焼室内に供給するパイロット燃料ノズルと、このパイロット燃料ノズルの下流側に位置して前記燃焼器ライナの周壁に接続され、燃料と空気との予混合燃料を供給する予混合ダクトと、前記燃焼器ライナの下流側端部に連結され、燃焼ガスをタービン側に導入する尾筒とを備えた予混合稀薄燃焼方式のガスタービン燃焼器であって、前記パイロット燃料ノズルの燃料吹出し部および前記予混合ダクト内に燃焼用空気を導入する空気流路を、前記燃焼器ライナとその外周側に設けたフロースリーブとの間の環状空間によって形成し、その空気流路内で燃焼用空気を前記燃焼器ライナの下流側から上流側に向けて流動させることにより前記燃焼器ライナの冷却空気として使用するものにおいて、前記環状空間に面する燃焼器ライナの外周面に、前記冷却空気の乱流促進手段として、燃焼器ライナ軸方向と交差するリブ状のフィン設けたことを特徴とするガスタービン燃焼器。

【請求項2】 内部を燃焼室とする筒状の燃焼器ライナと、この燃焼器ライナの上流側端部に設けられ、燃料を前記燃焼室内に供給するパイロット燃料ノズルと、このパイロット燃料ノズルの下流側に位置して前記燃焼器ライナの周壁に接続され、燃料と空気との予混合燃料を供給する予混合ダクトと、前記燃焼器ライナの下流側端部に連結され、燃焼ガスをタービン側に導入する尾筒とを備えた予混合稀薄燃焼方式のガスタービン燃焼器であって、前記パイロット燃料ノズルの燃料吹出し部および前記予混合ダクト内に燃焼用空気を導入する空気流路を、前記燃焼器ライナおよび前記尾筒と、これらの外周側にそれぞれ設けたフロースリーブおよび尾筒外筒との間の環状空間によって形成し、その空気流路内で空気を前記尾筒および前記燃焼器ライナの下流側から上流側に向けて流動させることにより前記尾筒および前記燃焼器ライナの冷却空気として使用するものにおいて、前記環状空間に面する尾筒および燃焼器ライナの外周面に、前記冷却空気の乱流促進手段として、燃焼器ライナ軸方向と交差するリブ状のフィン設けたことを特徴とするガスタービン燃焼器。

【請求項3】 請求項1または2記載のガスタービン燃焼器において、燃焼器ライナおよび尾筒を囲むガスタービンケーシング内の空間がガスタービン圧縮器から供給される圧縮空気の流路とされており、前記燃焼器ライナのフロースリーブの下流側端部または前記尾筒外筒の下流側端部に、前記圧縮空気の流路から環状空間に連通する複数の空気流入孔を開口させたことを特徴とするガスタービン燃焼器。

【請求項4】 請求項3記載のガスタービン燃焼器において、空気流入孔は燃焼器ライナのフロースリーブまたは尾筒外筒の軸方向に沿って複数開口させ、これにより

環状空間内での空気流れに沿う順流方向で冷却空気の追加流入が行われるようにし、前記冷却空気流入孔の数、その開口面積、または前記環状空間の径方向高さを、前記フロースリーブおよび前記尾筒の冷却空気圧力、流量、流速、または前記環状空間内の空気圧力バランスに基づいて設定したことを特徴とするガスタービン燃焼器。

【請求項5】 請求項2から4までのいずれかに記載のガスタービン燃焼器において、燃焼器ライナとフロースリーブとによって形成される環状空間は、尾筒外筒に設けた空気流入孔から流入される空気量と、前記フロースリーブに設けられる空気流入孔から流入される空気量との合算分に対応して、前記尾筒外周側の環状空間よりも流路断面積を拡大させた設定とし、かつ前記フロースリーブの空気流入孔部位には、前記尾筒側の環状空間を流れる空気を尾筒外周面に向ける円錐台形の案内筒を設けたことを特徴とするガスタービン燃焼器。

【請求項6】 請求項1から5までのいずれかに記載のガスタービン燃焼器において、燃焼器ライナの外周面または尾筒の外周面に設けられた乱流促進手段としてのリブ状のフィンに加え、フロースリーブの内周面または尾筒外筒の内周面側にも乱流促進手段としてのリブ状のフィンを前記フィンと対向配置で設けたことを特徴とするガスタービン燃焼器。

【請求項7】 請求項6記載のガスタービン燃焼器において、燃焼器ライナの外周面または尾筒の外周面に設けられたフィンと、フロースリーブ内周面または尾筒外筒の内周面側に設けられたフィンとの相対位置は、燃焼器軸方向で一致する面対象位置となる正則配列、あるいは燃焼器軸方向でピッチをずらした互い違い配置であることを特徴とするガスタービン燃焼器。

【請求項8】 請求項1から7までのいずれかに記載のガスタービン燃焼器において、乱流促進手段としてのフィンは、燃焼器ライナまたは尾筒の周方向に連続または不連続な形状として設けられ、または環状空間部における軸方向熱伝達率の分布勾配に基づいて形状、寸法、配列数、軸方向距離を変化して設けられ、さらに環状空間の径方向高さは、前記環状空間部における軸方向熱伝達率の分布勾配に基づいて変化していることを特徴とするガスタービン燃焼器。

【請求項9】 請求項1から8までのいずれかに記載のガスタービン燃焼器において、燃焼器ライナの外周面または尾筒の外周面と、フロースリーブの内周面または尾筒外筒の内周面側との少なくともいずれか一方に、環状空間内での空気流れを燃焼器ライナ軸方向に沿って規制する複数の整流板を設けたことを特徴とするガスタービン燃焼器。

【請求項10】 請求項9記載のガスタービン燃焼器において、整流板は、燃焼器ライナ軸方向に沿って形成されて冷却空気を直進させる直線状のアクシャルリブ、ま

たは燃焼器ライナ軸方向に螺旋状に湾曲形成されて冷却空気に旋回流を発生させる曲線状のアクシャルリブであることを特徴とするガスタービン燃焼器。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【発明の属する技術分野】本発明は、火力発電プラント、コンバインドサイクル発電プラント等に適用されるガスタービン燃焼器に係り、特に燃焼用空気を燃焼器ライナまたは尾筒の冷却空気としても使用するガスタービン燃焼器の冷却性能改善技術に関するものである。

【0002】

【従来の技術】近年、火力発電プラントやコンバインドサイクル発電プラント等に適用されるガスタービンは、一層の高効率化を目指して作動条件が高温、高圧化され、それに伴って燃焼ガス温度が高まる傾向にある。

【0003】燃焼ガス温度が高まると、ガスタービン燃焼器やタービン部品の耐用寿命長期化の観点から、構造強度や材料強度の向上および過熱防止のための冷却性能の向上等が必要となる。一般にガスタービンでは、ガスタービン圧縮機からの圧縮空気をガスタービン燃焼器やタービン部品の冷却に使用する空気冷却方式が多く採用されており、この方式においては、ガスタービン燃焼器の過熱防止のために冷却空気を多量に供給して冷却機能を高めることが必要となる。

【0004】また、燃焼ガス温度が高まると、排気ガス中に含まれる NO_x 濃度が高くなり易いことから、その防止手段として燃焼用空気を多量に供給して対燃料割合を高める必要等も生じる。この排気ガス中の NO_x 低減のために、燃焼用空気の対燃料割合を高める技術としては、燃焼用空気と燃料とを予め混合させて稀薄燃料として燃焼器に供給する予混合稀薄燃焼方式が開発されている。この予混合稀薄燃焼方式によると、燃焼器ライナに供給される燃料と空気とが均一に混合し、局所的火炎の高温化が防止され、燃焼室内温度が均一となって低 NO_x 化が図られる。

【0005】ところで、予混合稀薄燃焼方式のガスタービン燃焼器においては、予混合用空気もガスタービン圧縮機から供給される空気を利用している。したがって、この予混合用空気の供給量を増大させると、ガスタービン圧縮機からの空気を冷却空気として使用できる量が相対的に低減することになる。このため、ガスタービンの冷却性と予混合用空気量とを共に増大させつつ、ガスタービンの高効率化を図るためには、ガスタービン燃焼器の空気冷却能率をより一層向上させることが必要となる。

【0006】図13は、このような観点から開発された高能率冷却手段の一例として、インピンジメント冷却によるガスタービン燃焼器1の冷却構造を示している。このガスタービン燃焼器1では、燃焼器ライナ2の外周側がスリーブ3によって覆われてその間に環状空間4が形

成されている。これらスリーブ3および燃焼器ライナ2に、位置を異ならせて多数の空気孔5、6がそれぞれ穿設してある。そして、スリーブ3の外周側を流れる高圧空気aを、そのスリーブ3の空気孔5から燃焼器ライナ2に向かって噴出させ、その際の空気aの燃焼器ライナ2の外周面への衝突（インピンジメント）によって、燃焼器ライナ2を高能率で冷却させることができる。冷却に使用された空気aは、その後燃焼器ライナ2の空気孔6から燃焼室内7に導入され、燃焼に供される。

10 【0007】また、図14は他の例として、フィルム冷却による燃焼器の冷却構造を示している。この技術では、燃焼器ライナ2が軸方向に多段構造とされ、その段部に軸方向に沿う空気孔8が穿設されるとともに、その燃焼器ライナ2の空気孔8下流側に軸方向に沿うガイド板9が設けてある。そして、燃焼器ライナ2の外周側から空気孔8を介して流入した空気aが、ガイド板9により燃焼器ライナ2の内周面に沿って薄膜となって拡散流動し、燃焼器ライナ2の内周面と燃焼室7内の高温の燃焼ガスとの間でフィルム状の境界層を形成するようになっている。この境界層を形成する空気aは、燃焼器ライナ2から熱を奪って冷却作用を行うとともに、自ら温度上昇して燃焼ガスと燃焼器ライナ2との間に温度勾配層を形成して熱伝達率を低下させることで、燃焼器ライナ2の温度を低下させる。なお、このフィルム冷却は、図13に示したインピンジメント冷却と同時採用される場合が多い。

【0008】

【発明が解決しようとする課題】図13に示したインピンジメント冷却において高い冷却性能を得るためには、熱伝達率を高めるべく、スリーブ3の外周側空間と、内周側空間つまり環状空間4との間で高い差圧を必要とする。しかし、この差圧の増大は燃焼器圧力損失の増大につながり、ガスタービン圧縮機の吐出圧力の上昇、または燃焼器出口圧力の低下を招くこととなり、ガスタービン性能の向上に不利な影響を与える可能性がある。

【0009】一方、図14に示したフィルム冷却において高い冷却性能を得るためには、燃焼器ライナ2の内周面に沿う冷却空気の流量を増大させる必要がある。しかし、この冷却空気は燃焼に関与しない空気であるから、前述した予混合稀薄燃焼方式のガスタービン燃焼器に適用した場合には、予混合燃料の当量比を高くする結果となり、局所的な火炎温度の上昇や温度分布の不均一を生じて、低 NO_x 化の特性を損なう結果を招く可能性がある。

【0010】本発明はこのような事情に鑑みてなされたもので、差圧の増大や燃焼に関与しない空気量の増大を防止して予混合稀薄燃焼方式による低 NO_x 化の特性を維持しつつ、タービン性能の向上が図れるとともに、空気冷却性能および構造強度の向上等が図れるガスタービン燃焼器を提供することを目的とする。

【0011】

【課題を解決するための手段】上記の目的を達成するために、請求項1に記載の発明では、内部を燃焼室とする筒状の燃焼器ライナと、この燃焼器ライナの上流側端部に設けられ、燃料を前記燃焼室内に供給するパイロット燃料ノズルと、このパイロット燃料ノズルの下流側に位置して前記燃焼器ライナの周壁に接続され、燃料と空気との予混合燃料を供給する予混合ダクトと、前記燃焼器ライナの下流側端部に連結され、燃焼ガスをタービン側に導入する尾筒とを備えた予混合稀薄燃焼方式のガスタービン燃焼器であって、前記パイロット燃料ノズルの燃料吹出し部および前記予混合ダクト内に燃焼用空気を導入する空気流路を、前記燃焼器ライナとその外周側に設けたフロースリーブとの間の環状空間によって形成し、その空気流路内で燃焼用空気を前記燃焼器ライナの下流側から上流側に向かって流動させることにより前記燃焼器ライナの冷却空気として使用するものにおいて、前記環状空間に面する燃焼器ライナの外周面に、前記冷却空気の乱流促進手段として、燃焼器ライナ軸方向と交差するリブ状のフィン設けたことを特徴とするガスタービン燃焼器を提供する。

【0012】請求項2の発明では、内部を燃焼室とする筒状の燃焼器ライナと、この燃焼器ライナの上流側端部に設けられ、燃料を前記燃焼室内に供給するパイロット燃料ノズルと、このパイロット燃料ノズルの下流側に位置して前記燃焼器ライナの周壁に接続され、燃料と空気との予混合燃料を供給する予混合ダクトと、前記燃焼器ライナの下流側端部に連結され、燃焼ガスをタービン側に導入する尾筒とを備えた予混合稀薄燃焼方式のガスタービン燃焼器であって、前記パイロット燃料ノズルの燃料吹出し部および前記予混合ダクト内に燃焼用空気を導入する空気流路を、前記燃焼器ライナおよび前記尾筒と、これらの外周側にそれぞれ設けたフロースリーブおよび尾筒外筒との間の環状空間によって形成し、その空気流路内で空気を前記尾筒および前記燃焼器ライナの下流側から上流側に向かって流動させることにより前記尾筒および前記燃焼器ライナの冷却空気として使用するものにおいて、前記環状空間に面する尾筒および燃焼器ライナの外周面に、前記冷却空気の乱流促進手段として、燃焼器ライナ軸方向と交差するリブ状のフィン設けたことを特徴とするガスタービン燃焼器を提供する。

【0013】請求項3の発明では、請求項1または2記載のガスタービン燃焼器において、燃焼器ライナおよび尾筒を囲むガスタービンケーシング内の空間がガスタービン圧縮器から供給される圧縮空気の流路とされており、前記燃焼器ライナのフロースリーブの下流側端部または前記尾筒外筒の下流側端部に、前記圧縮空気の流路から環状空間に連通する複数の空気流入孔を開口させたことを特徴とするガスタービン燃焼器を提供する。

【0014】請求項4の発明では、請求項3記載のガス

タービン燃焼器において、空気流入孔は燃焼器ライナのフロースリーブまたは尾筒外筒の軸方向に沿って複数開口させ、これにより環状空間内での空気流れに沿う順流方向で冷却空気の追加流入が行われるようにし、前記冷却空気流入孔の数、その開口面積、または前記環状空間の径方向高さを、前記フロースリーブおよび前記尾筒の冷却空気圧力、流量、流速、または前記環状空間内の空気圧力バランスに基づいて設定したことを特徴とするガスタービン燃焼器を提供する。

10 【0015】請求項5の発明では、請求項2から4までのいずれかに記載のガスタービン燃焼器において、燃焼器ライナとフロースリーブとによって形成される環状空間は、尾筒外筒に設けた空気流入孔から流入される空気量と、前記フロースリーブに設けられる空気流入孔から流入される空気量との合算分に対応して、前記尾筒外筒側の環状空間よりも流路断面積を拡大させた設定とし、かつ前記フロースリーブの空気流入孔部位には、前記尾筒側の環状空間を流れる空気を尾筒外周面に向ける円錐台形の案内筒を設けたことを特徴とするガスタービン燃焼器を提供する。

【0016】請求項6の発明では、請求項1から5までのいずれかに記載のガスタービン燃焼器において、燃焼器ライナの外周面または尾筒の外周面に設けられた乱流促進手段としてのリブ状のフィンに加え、フロースリーブの内周面または尾筒外筒の内周面側にも乱流促進手段としてのリブ状のフィンを前記フィンと対向配置で設けたことを特徴とするガスタービン燃焼器を提供する。

【0017】請求項7の発明では、請求項6記載のガスタービン燃焼器において、燃焼器ライナの外周面または尾筒の外周面に設けられたフィンと、フロースリーブ内周面または尾筒外筒の内周面側に設けられたフィンとの相対位置は、燃焼器軸方向で一致する面対象位置となる正則配列、あるいは燃焼器軸方向でピッチをずらした互い違い配置であることを特徴とするガスタービン燃焼器を提供する。

【0018】請求項8の発明では、請求項1から7までのいずれかに記載のガスタービン燃焼器において、乱流促進手段としてのフィンは、燃焼器ライナまたは尾筒の周方向に連続または不連続な形状として設けられ、または環状空間部における軸方向熱伝達率の分布勾配に基づいて形状、寸法、配列数、軸方向距離を変化して設けられ、さらに環状空間の径方向高さは、前記環状空間部における軸方向熱伝達率の分布勾配に基づいて変化していることを特徴とするガスタービン燃焼器を提供する。

【0019】請求項9の発明では、請求項1から8までのいずれかに記載のガスタービン燃焼器において、燃焼器ライナの外周面または尾筒の外周面と、フロースリーブの内周面または尾筒外筒の内周面側との少なくとも一方に、環状空間内での空気流れを燃焼器ライナ軸方向に沿って規制する複数の整流板を設けたことを特

微とするガスタービン燃焼器を提供する。

【0020】請求項10の発明では、請求項9記載のガスタービン燃焼器において、整流板は、燃焼器ライナ軸方向に沿って形成されて冷却空気を直進させる直線状のアクシャルリブ、または燃焼器ライナ軸方向に螺旋状に湾曲形成されて冷却空気に旋回流を発生させる曲線状のアクシャルリブであることを特徴とするガスタービン燃焼器を提供する。

【0021】

【発明の実施の形態】以下、本発明に係るガスタービン燃焼器の実施形態について図1～図12を参照して説明する。

【0022】第1実施形態（図1～図4）

本実施形態のガスタービン燃焼器は予混合稀薄燃焼方式のものであり、図1はガスタービン燃焼器の全体構成を示す断面図であり、図2は図1に示したガスタービン燃焼器の燃焼器ライナ部分を一部断面で示す斜視図であり、図3は図2の一部を拡大して示す断面図であり、図4は図1に示したガスタービン燃焼器の尾筒部分を示す断面図である。

【0023】図1に示すように、このガスタービン燃焼器11は、ガスタービン圧縮器12とタービン13との間に位置してケーシング14に支持されており、タービン軸15回りに間隔的に複数配置されている。

【0024】このガスタービン燃焼器11は、内部を燃焼室16とする筒状の燃焼器ライナ17と、この燃焼器ライナ17の上流側端部に設けられ、燃料を燃焼室16内に供給するパイロット燃料ノズル18と、このパイロット燃料ノズル18の下流側に位置して燃焼器ライナ17の周壁に連通接続され、燃料と空気との予混合燃料を燃焼室16に供給する複数の予混合ダクト19と、燃焼器ライナ17の下流側端部に連結され、燃焼ガスをタービン13側に導入する尾筒20とを備えた構成とされている。

【0025】燃焼器ライナ17の外周側はライナ外筒としてのフローズスリーブ21で囲まれ、それらの間に環状空間22が形成されている。このフローズスリーブ21の一端側がタービンケーシング14にヘッドプレート14aを介してパイロット燃料ノズル18とともに固定されている。ヘッドプレート14aには、パイロット燃料ノズル18を囲む配置で予混合燃料bを供給する予混合燃料ノズル23が設けられ、この予混合燃料ノズル23が予混合ダクト19の空気入口端部24に臨んでいる。そして、空気入口端部24が環状空間22内に配置されている。

【0026】一方、尾筒20の外周側は尾筒外筒25によって覆われ、これらの間に環状空間26が形成されている。この尾筒外筒25がフローズスリーブ21に連結されて両環状空間22、26が連通状態となっている。つまり、尾筒20は燃焼器ライナ17の外周面に当接する

状態で嵌合し、また尾筒外筒25はフローズスリーブ21の内周面に当接する状態で嵌合している。これにより、両環状空間22、26が互いに連通しているものである。

【0027】本実施形態では、この尾筒外筒25の燃焼器ライナ軸方向最下流側端部位置に空気流入孔27が開口しており、ガスタービン圧縮器12から送られる圧縮空気aが、ガスタービンケーシング内の空気の流路28を介して空気流入孔27から環状空間22、26に流入するようになっている。この環状空間22、26に流入した空気aは、尾筒20の外周面および燃焼器ライナ17の外周面に接してこれらを冷却した後、その空気自信が予熱されてパイロット燃料ノズル18の周囲部および予混合ダクト19の空気入口端部24に供給される。即ち、空気aは環状空間22、26内で冷却空気として使用された後、燃焼用空気として使用されるものであり、環状空間22、26は冷却空気流路となっている。

【0028】そして、図2および図3に示すように、環状空間22に面する燃焼器ライナ17の外周面に、冷却空気の乱流促進手段として、燃焼器ライナ17軸方向と交差するリブ状のフィン29が設けられている。このフィン29は、燃焼器ライナ17の周方向に沿って連続したリブとして燃焼器ライナ17と一体に形成されており、かつ軸方向に沿って一定のピッチで間隔的に配置されている。また、これらのフィン29の断面は四角形状であり、その突出高さは略一定とされている。

【0029】また、図4に示すように、環状空間26に面する尾筒20の外周面にも、その軸方向と交差する方向に沿ってリブ状のフィン30が設けられている。このフィン30は、尾筒20の周方向に沿って連続したリブとして尾筒20と一体に形成されており、かつ軸方向に沿って一定のピッチで間隔的に配置されている。また、これらのフィン30の断面も四角形状であり、その突出高さは略一定とされている。

【0030】しかして、ガスタービン圧縮器12から供給される空気aはガスタービンケーシング14内の空気の流路28から尾筒20の下流側端部位置に開口した空気流入孔27を介して環状空間26に流入する。流入した空気aは、冷却空気として環状空間22を通る間に尾筒20を冷却し、次いで燃焼器ライナ17側の環状空間22に流動して燃焼器ライナ17を冷却し、空気自体は予熱された状態になって燃焼器ライナ17の上流側に流動する。そして前記のように、パイロット燃料ノズル18の周囲に移動して空気吹出し部から燃焼室16内に流入してパイロット燃料ノズル18から噴出するパイロット燃料の燃焼に供されるとともに、環状空間22内に配置している予混合ノズル19の空気入口端部24から予混合ダクト19に入って燃料bと予混合され、予混合稀薄燃料となって、吹出し口19aから燃焼室16に噴出される。

【0031】このような本実施形態において、環状空間26、22に面する尾筒20および燃焼器ライナ17の外周面に、冷却空気の乱流促進手段として、燃焼器ライナ17軸方向と交差するリブ状のフィン30、29が設けられているので、環状空間26、22を流れる空気の乱流が促進される。

【0032】即ち、環状空間26、22の軸方向に沿って冷却空気が流れ、この冷却空気は、尾筒20の外周面および燃焼器ライナ17の外周面に沿って層状に流れるが、尾筒20の外周面および燃焼器ライナ17の外周面に接する部位では境界層を形成する。この境界層となった冷却空気の流れが、フィン30、29によって乱流となる。つまり、冷却空気の境界層は、各フィン30、29の先端によって一旦剥離される状態となり、フィン30、29を越えた後の下流側では尾筒20の外周面および燃焼器ライナ17の外周面に再付着する状態となる。再付着点近傍の境界層は薄くなり、境界層が薄いほうが熱伝達率が大きくなることから、尾筒20および燃焼器ライナ17に、複数の乱流促進手段としてのフィン30、29が配列することによって、周期的な境界層の剥離と再付着を行うことによって、熱伝達の促進効果が極めて大きくなるものである。

【0033】以上のように、冷却空気は、空気流入孔27、尾筒20の環状空間26、燃焼器ライナ17の環状空間22の順に流れ、途中の乱流促進手段であるリブ状のフィン30、29による冷却効果によって、尾筒20および燃焼器ライナ17を適正な温度に冷却し、これらの構造強度を保つように作用する。また、本実施形態の冷却構造では、燃焼に直接関与しないで燃焼室16に流入する冷却用空気の量を低減し、燃焼用空気を冷却空気として最大限に利用することができ、燃焼器全体の冷却性能を向上させることができると同時に、低NO_x化に有効な燃料の予混合化を可能とする等の効果が奏される。

【0034】なお、本実施形態においては、燃焼器ライナ17および尾筒20の両方にフィン29、30をそれぞれ設けたが、燃焼器ライナ17または尾筒20のいずれか一方のみにフィン29、30を設けた構成としてもよい。

【0035】第2実施形態(図5)
図5は本実施形態によるガスタービン燃焼器の構成を示す全体構成図である。

【0036】本実施形態が前記の第1実施形態と異なる点は、尾筒外筒25の空気流入孔27に加えて、燃焼器ライナ17を覆うフローズスリーブ21にも空気流入孔32を設けた点にある。他の構成は第1実施形態とほぼ同様であるから、重複する説明は省略する。

【0037】これら尾筒外筒25の空気流入孔27およびフローズスリーブ21の空気流入孔32により、燃焼器ライナ17の軸方向に沿って環状空間22に複数カ所か

ら空気が流入し、尾筒17側の環状空間26内から燃焼器ライナ17側の環状空間22に流れる空気の順流方向で冷却空気の追加流入が行われるようになっている。これらの空気流入孔27、32の数、その開口面積、または環状空間26、22の径方向高さは、燃焼器ライナ17および尾筒20の冷却空気圧力、流量、流速、または環状空間26、22内の空気圧力バランス等が適正になるように設定されている。

【0038】また、燃焼器ライナ17とフローズスリーブ21とによって形成される環状空間22は、尾筒外筒25に設けられた空気流入孔27から流入される空気量と、フローズスリーブ21に設けられた空気流入孔32から流入される空気量との合算分に対応して、尾筒20側の環状空間26よりも流路断面積を拡大させた設定とされる。

【0039】さらに、フローズスリーブ21の空気流入孔32部位には、尾筒20側の環状空間26を流れる空気を尾筒20の外周面に向ける円錐台形の案内筒33が設けられている。この合流部に設けられている円錐台形の案内筒33は、冷却用空気の流入を円滑にすると同時に、尾筒20側の環状空間26からの冷却用空気との合流による乱れを低減する機能を発揮するものである。

【0040】本実施形態においては、ガスタービン圧縮器12から吐出された空気aが、尾筒外筒25の空気流入孔27と、フローズスリーブ21の空気流入孔32との軸方向二位置から環状空間26、22に流入する。そして、尾筒20の冷却に供された空気が尾筒20の燃焼器ライナ17側の端部でフローズスリーブ21の冷却空気孔32から流入してきた空気と合流する。この場合、合流部に設けられている円錐台形の案内筒33は、冷却用空気の流入を円滑にすると同時に、尾筒20側の環状空間26からの冷却用空気との合流による乱れを低減する。また、尾筒20側の空気流入孔27と燃焼器ライナ17側の空気流入孔32との関係から、各空気流れ部での空気流量を得る圧力は適正にバランスし、かつ乱流促進用のフィン30、29で発生する圧力損失と冷却性能とが適性になる。

【0041】したがって、以上の冷却構造を有する本実施形態のガスタービン燃焼器においても、燃焼に直接関与しないで燃焼室16に流入する冷却用空気の量が低減され、燃焼用空気を冷却空気として最大限に利用することができるとともに、燃焼器全体の冷却性能を向上させることができ、かつ低NO_x化に有効な燃料の予混合化が可能となる。特に本実施形態においては、2カ所に分けた空気流入孔27、32から冷却用の空気が供給されることで、一部の空気が環状空間26、22の途中位置である燃焼器ライナ17部分から流入し、この部位から未加熱の状態の冷却用の空気が供給されることによって冷却性能の一層の向上が図られる。

【0042】第3実施形態(図6、7)

図6は本実施形態によるガスタービン燃焼器の燃焼器ライナ17部分を一部断面で示す斜視図であり、図7は図6の一部を拡大して示す断面図である。

【0043】本実施形態のガスタービン燃焼器が前記各実施形態と異なる点は、燃焼器ライナ17側の環状空間22内に、空気流れを燃焼器ライナ17の軸方向に沿うように規制する複数の整流板、即ちアクシャルリブ34を設けた点にある。他の構成は前記各実施形態とほぼ同様であるから、重複する説明は省略する。

【0044】本実施形態におけるアクシャルリブ34は、燃焼器ライナ17の外周面に一体的に突出して設けられ、軸方向に沿って直線形状に配置されるとともに、複数本のが周方向に間隔的に配置され、冷却空気を燃焼器ライナ17の軸方向に沿って直進させるようになっている。

【0045】このような本実施形態の構成によると、燃焼器ライナ17の乱流促進用のフィン29に沿う周方向の流れや、加工組立て誤差によって環状空間22が偏心した場合の周方向に沿う不均一な流れが、アクシャルリブ34によって抑制または調整されるので、冷却空気の流れを燃焼器ライナ17の軸方向に沿って円滑かつ均一化できるようになる。

【0046】また、アクシャルリブ34を燃焼器ライナ17に一体的に設けた本実施形態によると、空気流れの整流作用と同時に放熱フィンとしての機能も有するものとなり、燃焼器ライナ17の冷却を促進する効果も奏される。したがって、このアクシャルリブ34の列ピッチ等の寸法形状については、燃焼器ライナ17に必要な冷却性能およびリブ状フィン29の形状、冷却性能等との関連において、適正に決定することが望ましい。

【0047】なお、図示しないが、本実施形態のアクシャルリブ34に加えて、尾筒の外周面側にもアクシャルリブを設けてもよく、またフロースリーブ21側のアクシャルリブ34を省略し、尾筒側のアクシャルリブのみを設けることも可能である。

【0048】第4実施形態(図8、9)

図8は本実施形態のガスタービン燃焼器における燃焼器ライナ17部分を一部断面で示す斜視図であり、図9は図8の一部を拡大して示す断面図である。

【0049】本実施形態のガスタービン燃焼器は、前記第3実施形態の構成を変形したもので、整流板としてのフロースリーブ21側にアクシャルリブ35が設けられている。他の構成については前記第3実施形態とほぼ同様であるから、重複する説明は省略する。

【0050】本実施形態のアクシャルリブ35も、燃焼器ライナ17の軸方向に沿って直線形状に配置されるとともに、複数本のが周方向に間隔的に配置され、冷却空気を燃焼器ライナ17の軸方向に沿って直進させるようになっている。

【0051】このような本実施形態の構成によっても、

燃焼器ライナ17の乱流促進用のフィン29に沿う周方向の流れや、加工組立て誤差によって環状空間22が偏心した場合の周方向に沿う不均一な流れが、アクシャルリブ35によって抑制または調整されるので、冷却空気の流れを燃焼器ライナ17の軸方向に沿って円滑かつ均一化できるようになる。

【0052】そして、特に本実施形態の場合には、燃焼器ライナ17に対するフロースリーブ21の最終組立て時において、アクシャルリブ35が環状空間22を仕切るように構成されているので、燃焼器ライナ17の加工が単純化できる等の利点が得られる。

【0053】なお、本実施形態のアクシャルリブ35に加え、図示しないが尾筒の外周面側にもアクシャルリブを設けてもよく、またフロースリーブ21側のアクシャルリブ35を省略し、尾筒側のアクシャルリブのみを設けることも可能である。

【0054】第5実施形態(図10)

図10は本実施形態のガスタービン燃焼器における燃焼器ライナ17部分を拡大して示す断面図である。

【0055】本実施形態のガスタービン燃焼器では、燃焼器ライナ17(または尾筒20)の外周面に設けられた乱流促進手段としてのリブ状のフィン29、30に加えて、フロースリーブ21(または尾筒外筒25)の内周面側に、乱流促進手段としてのリブ状のフィン36が設けられている。他の構成については前記各実施形態とほぼ同様であるから、重複する説明は省略する。

【0056】図示の例では、フロースリーブ21に設けられるフィン36が、燃焼器ライナ17に設けられるフィン29と対向し、かつ半ピッチずれた互い違いの位置に規則的に配列されている。なお、図示しないが両フィン29、36を軸方向で一致した面対象位置に同ピッチで正則配列として設けてもよく、また異なるピッチで不正則な配置としてもよい。なお、図示しないが尾筒外筒の内周面側にフィン設ける場合も同様である。

【0057】このような構成の本実施形態によると、フロースリーブ21等の側に設けたフィン36が燃焼器ライナ17等の側に設けたフィン29と同様に機能し、冷却用空気流れに直角な流れ方向の速度分布を発生させるので、燃焼器ライナ17等のフィン29で発生する境界層の剥離およびその下流部での再付着作用を、さらに積極的に促進させる機能が付与され、これにより燃焼器ライナ17等の冷却効果を一層向上できる効果が奏される。なお、本実施形態においては、各フィン29、36が全体組立て時に対向する配置となるので、燃焼器ライナ17の加工が特に複雑となることもなく、冷却効果が向上できる利点もある。

【0058】第6実施形態(図11)

図11は本実施形態のガスタービン燃焼器における燃焼器ライナ17部分を拡大して示す断面図である。

【0059】本実施形態のガスタービン燃焼器では、環

状空間22の断面積が冷却空気の流れ方向（燃焼器軸方向）に沿って次第に縮小されるとともに、同様に冷却空気の流れ方向で燃焼器ライナ17の外周面に設けられたフィン29の高さが次第に低く、かつフィンピッチが次第に小さくなっている。他の構成については前記各実施形態とほぼ同様である。

【0060】このような本実施形態の構成によれば、環状空間22の軸方向熱伝達率分布勾配および分布形態を任意に設定することが容易となり、燃焼器内部の軸方向燃焼ガス温度分布によって生じる燃焼器ライナ17のメタル温度分布を一樣にすることが可能となる。

【0061】なお、前記構成と関連して、乱流促進手段としてのフィン29は、燃焼器ライナ17または尾筒20の周方向に連続または不連続な形状として設けることが任意に選択でき、また環状空間22、26部における軸方向熱伝達率の分布勾配に基づいて形状、寸法、配列数、軸方向距離を変化して設けることが可能である。さらに、環状空間22の径方向高さは、前記環状空間22部における軸方向熱伝達率の分布勾配に基づいて種々変化させることができる。

【0062】第7実施形態（図12）

図12は本実施形態のガスタービン燃焼器における燃焼器ライナ17部分を一部断面で示す斜視図である。

【0063】本実施形態のガスタービン燃焼器では、整流板としてのアクシャルリブが、燃焼器ライナ17の軸方向に沿って螺旋状に湾曲形成され、冷却空気に旋回流を発生させる曲線状のアクシャルリブ37とされている。他の構成については前記各実施形態とほぼ同様である。

【0064】このような本実施形態の構成によれば、曲線状のアクシャルリブ37に沿って空気流れが旋回流となり、環状空間22内での冷却性能を選択的に変化させることが可能となる。

【0065】なお、本実施形態では曲線状のアクシャルリブ37をフロースリーブ21の内周面側に設けた場合を図示したが、これは燃焼器ライナ17の加工を容易にする点で有利な場合を例示したものであって、この曲線状のアクシャルリブ37を燃焼器ライナ17の外周面に設けることも可能である。

【0066】また、前記の各構成を尾筒側に設けることが可能なことも勿論である。

【0067】他の実施形態

以上の実施形態のほか、本発明においては種々の変形が可能である。例えばフィンの断面形状を三角形、V形、その他各種形状としたり、フィンを環状空間内で傾斜配置とする等である。このようにして、ガスタービン燃焼器の型式、大きさ等に適合した構成とすることができ

【0068】

【発明の効果】以上で詳述したように、本発明によれ

ば、燃焼器軸方向に配列した乱流促進手段としてのリブ状フィンによって燃焼器ライナまたは尾筒の外周における冷却空気による冷却性を高めるようにしたので、特に燃焼器空気圧力損失を増大させたり、燃焼に直接関与しない冷却水流量を増大させることもなく、予混合燃焼用空気流量を増大させることが可能となる。したがって、冷却性能の向上と同時に、燃焼器の高温化およびNO_x生成主要因となる火炎温度を低下させる超稀薄燃焼条件を成立させることが容易に可能とすることができ、ガスタービン燃焼器の一層の高温化および低NO_x化に有効に対処できるようになる。

【図面の簡単な説明】

【図1】本発明に係るガスタービン燃焼器の第1実施形態を示す全体構成図。

【図2】前記第1実施形態における燃焼器ライナ部分を一部断面で示す斜視図。

【図3】図2の一部を示す拡大断面図。

【図4】前記第1実施形態における尾筒部分を示す拡大断面図。

20 【図5】本発明に係るガスタービン燃焼器の第2実施形態を示す全体構成図。

【図6】本発明に係るガスタービン燃焼器の第3実施形態における燃焼器ライナ部分を一部断面で示す斜視図。

【図7】図6の一部を示す拡大断面図。

【図8】本発明に係るガスタービン燃焼器の第4実施形態における燃焼器ライナ部分を一部断面で示す斜視図。

【図9】図8の一部を示す拡大断面図。

【図10】本発明に係るガスタービン燃焼器の第5実施形態における燃焼器ライナ部分を一部断面で示す斜視図。

30 【図11】本発明に係るガスタービン燃焼器の第6実施形態における燃焼器ライナ部分を一部断面で示す斜視図。

【図12】本発明に係るガスタービン燃焼器の第7実施形態における燃焼器ライナ部分を一部断面で示す斜視図。

【図13】従来例を説明するための燃焼器ライナ部分を一部断面で示す拡大断面図。

【図14】他の従来例を説明するための燃焼器ライナ部分を一部断面で示す拡大断面図。

【符号の説明】

11 ガスタービン燃焼器

12 ガスタービン圧縮器

13 タービン

14 ケーシング

14a ヘッドプレート

15 タービン軸

16 燃焼室

17 燃焼器ライナ

18 パイロット燃料ノズル

19 予混合ダクト

50 20 尾筒

15

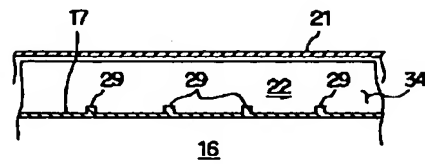
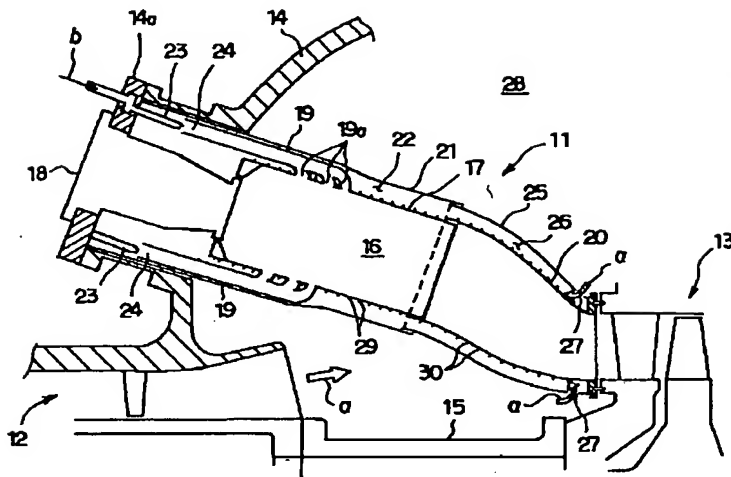
16

- 21 フロースリーブ
- 22 環状空間
- 23 予混合燃料ノズル
- 24 空気入口端部
- 25 尾筒外筒
- 26 環状空間
- 27 空気流入孔
- 28 空気の流路

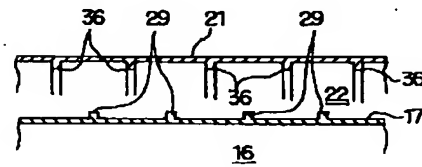
- 29 フィン
- 30 フィン
- 32 空気流入孔
- 33 案内筒
- 34 アクシャルリブ
- 35 アクシャルリブ
- 36 フィン
- 37 アクシャルリブ

【図1】

【図7】

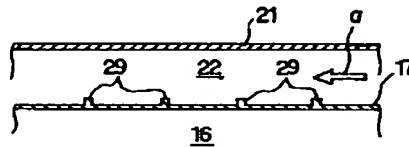
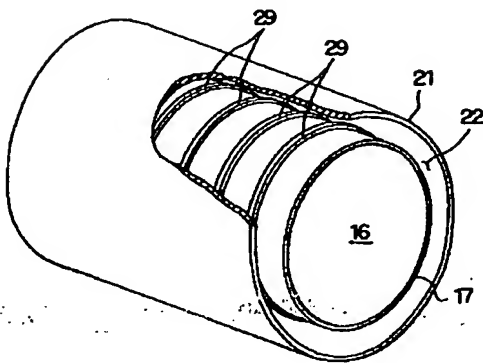


【図10】

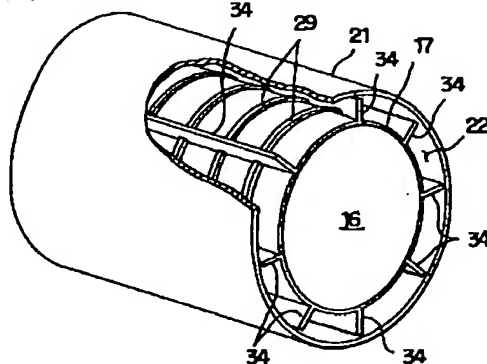


【図2】

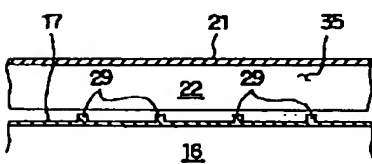
【図3】



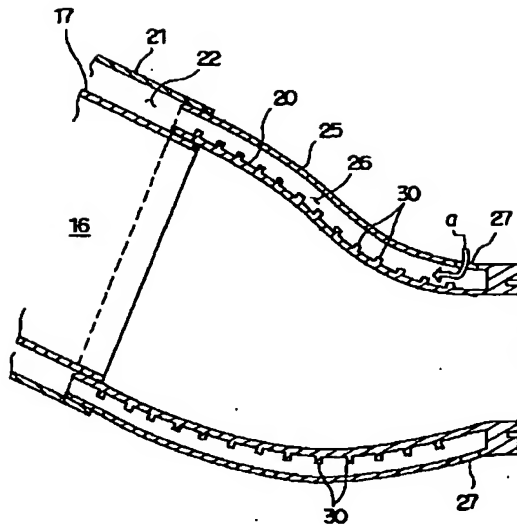
【図6】



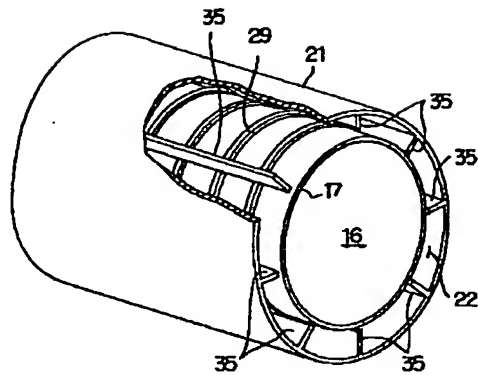
【図9】



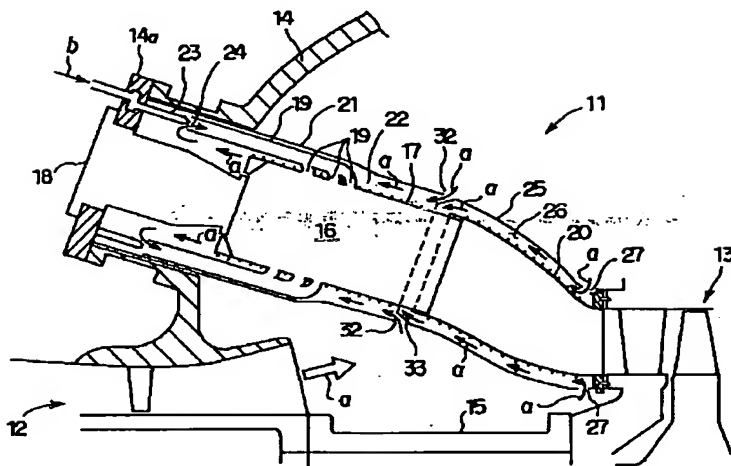
【図4】



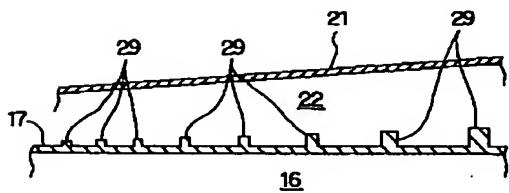
【図8】



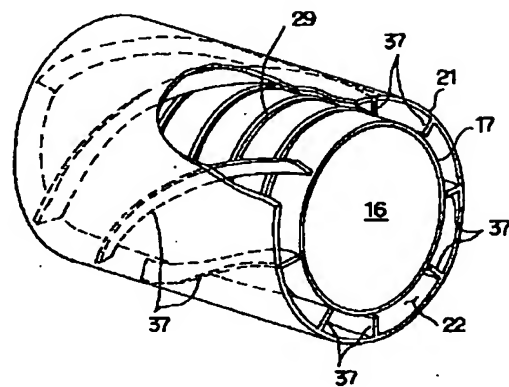
【図5】



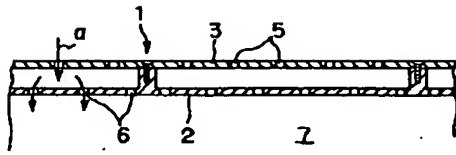
【図11】



【図12】



【図13】



【図14】

